

⑯ BUNDESREPUBLIK

DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENTAMT

⑯ Offenlegungsschrift  
⑯ DE 3423264 A1

⑯ Int. Cl. 3:

B64C 9/00

B64C 39/10

B64C 31/02

- ⑯ Aktenzeichen: P 34 23 264.8  
⑯ Anmeldetag: 23. 6. 84  
⑯ Offenlegungstag: 21. 3. 85

DE 3423264 A1

Mit Einverständnis des Anmelders offengelegte Anmeldung gemäß § 31 Abs. 2 Ziffer 1 PatG

⑯ Anmelder:

Fischer, Matthias, 8750 Aschaffenburg, DE

⑯ Erfinder:

gleich Anmelder

PTO 2000-891

S.T.I.C. Translations Branch

⑯ Rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug mit Ruderklappen

Rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug mit Ruderklappen, so ausgelegt, daß an sich bekannte Ruderklappen bei Höhenruder-/Wölbklappenausschlag nur geringe oder keine Anstellwinkeländerungen des vorderen Profilteils verursachen, so daß Hochleistungsprofile äußerst geringen Mindestwiderstandes, aber geringer Bandbreite eingesetzt werden können.

Durch die Erfindung entsteht ein Maximum an Leistung bei weitem Geschwindigkeitsbereich und fehlenden Strömungsabrißproblemen.

DE 3423264 A1

BEST AVAILABLE COPY

3423264

1. Rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug mit Ruderklappen, an welchen Ausschläge in beide Richtungen möglich sind, dadurch gekennzeichnet, daß bei Höhenruder-/Wölbklappenausschlag (Auftriebserhöhung) entweder ausschließlich sich Ruderklappen nach unten (positiv) wölben, oder, falls sich noch zusätzlich Ruderklappen nach oben wölben, das mathematische Produkt aus Ausschlagsgröße ( $dm$ ) und Flächengröße ( $dm^2$ ) der sich nach unten wölbenden Ruderklappen mindestens 10, vorzugsweise 30, 40, oder mehr Prozent größer ist, als das entsprechende Produkt sich nach oben wölbender Ruderklappen.
2. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei Höhenruder-/Wölbklappenausschlag nach unten sich wölbende Ruderklappen der Flügelwurzel näher angeordnet sind, und nach oben sich wölbende Ruderklappen dem Flügelende näher (Fig.1 u. 2).
3. Flugzeug nach Anspruch 1 bis 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Ruderklappen untereinander weiter geteilt sein und unterschiedlich starke Ausschläge aufweisen können (Fig.3).
4. Flugzeug nach Anspruch 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Ruderklappen parallel, keilförmig, oder gebogen zur Flügelhinterkante verlaufen und - bei mehreren Ruderklappen - auf ebensolche Weisen aufeinander zulaufen. (Fig.4).
5. Flugzeug nach Anspruch 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß die Ruderklappen vollständig oder teilweise auch zur Kurvensteuerung oder als Landeklappen eingesetzt werden können.
6. Flugzeug nach Anspruch 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß es mit Hochleistungsprofilen geringsten Widerstandes ausgerüstet ist.

Beschreibung "Rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug  
mit Ruderklappen"

Die Erfindung bezieht sich auf ein rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug, vornehmlich Segelflugzeug.

Als schwanzloses Flugzeug, verkürzt "Nurflügel" genannt, bezeichnet man ein Flugzeug ohne Leitwerksträger mit daran

5 angebrachtem Höhenleitwerk, wobei kleinere "Hilfsflügel" oder Seitenstabilisierungsflossen in die Definition passen.

Mit diesem Gebiet beschäftigt man sich schon seit den Anfängen des Flugzeitalters, denn ein Nurflügel ließ entscheidende Vorteile gegenüber Normalflugzeugen erwarten:

10 Bessere Flugleistungen und höhere Geschwindigkeit aufgrund des geringeren Lüftwiderstandes (fehlendes Höhenleitwerk, kleiner oder kein Rumpf). Kurven sind unproblematischer verlustarm zu fliegen (wenig Seitenfläche im Schiebeflug). Das Bauprinzip ist einfacher, was Kosteneinsparung und ge-  
15 ringeren Platzbedarf bedingt. Bei einer Ausführung als Modellflugzeug ist sehr entscheidend auch die weitaus niedrigere Bruchgefahr, denn die häufigsten Zerstörungen an entsprechenden Normalflugzeugen entstehen durch den sogenannten "Peitscheneffekt" des Leitwerksträgers.

20 Der Stand der Technik ist jedoch, in praxi die genannten Vorteile allerhöchstens teilweise auftraten, bei hinzukommenden, schwerwiegenden Nachteilen (hauptsächlich mangelnde Flugleistungen und -eigenschaften). Der Nurflügel blieb so immer unterlegen und "Außenseiter".

25 Der Erfindung liegt die Aufgabe zu Grunde, ein schwanzloses Flugzeug zu ermöglichen, welches auch vergleichbaren Normalflugzeugen umfassend überlegen ist.

Für die Lösung dieser Aufgabe mußten umfangreiche For-  
schungen über den Stand der Technik angestellt, und die Ur-  
30 sachen für die bisher insgesamt unbefriedigenden Ergebnisse aufgedeckt werden. Aus dem großen Komplex von Schwierigkeiten kristallisierte sich ein Hauptproblem heraus, welches sich auch den bisher besten Konstruktionen in den Weg stellte und hier genauer dargestellt sein soll.

- Wird das Maß des Auftriebs mittels Steuerung verändert, entstehen bei einem herkömmlichen Nurflügel starke Anstellwinkeländerungen auch des vorderen Profilteils ( $\Delta\alpha_{VP}$ ) (siehe Fig.6, Pos.3). Dies bedeutet ganz allgemein, daß die
- 5 Profileigenschaften schlechter werden, denn jedes Profil ist optimal für einen bestimmten Anstellwinkelbereich ausgelegt (was sich besonders am vorderen Profilteil entscheidet). Gute Leistungen sind somit nur für einen bestimmten Auftriebsbereich möglich, was jedoch den praktischen Flug-
- 10 erfordernissen entgegensteht, welche einen großen Leistungsbereich fordern (z.B. Segelflugzeug: langsam im Thermiksteigflug, schnell im Hochgeschwindigkeitsstreckenflug). Eine weitere Folge von großen  $\Delta\alpha_{VP}$  ist, daß schnell der kritische Punkt des Profils erreicht wird, an dem die Strömung "abreißt", also der zu stark angestellten vorderen
- 15 Profilkontur auf der Oberseite nicht mehr folgen kann. Bekanntlich ist dies den Flugeigenschaften sehr abträglich, das (Vor-)urteil des "gefährlichen" Nurflügels fand hier seine Entstehung.
- 20 Um den Problemen "geringer Geschwindigkeitsbereich" und "Strömungsabriß" auszuweichen, mußte man Profile verwenden, die eine große  $\Delta\alpha_{VP}$  "vertragen". Es vergrößert sich aber im Allgemeinen der Mindestwiderstand eines Profils mit seiner Bandbreite, d.h., erweitert man den Leistungsbereich
- 25 eines Profils, verschlechtert sich gleichzeitig dessen Leistungsniveau. Es kommt aber gerade bei einem Nurflügel darauf an, ein möglichst hohes Leistungsniveau <sup>des Profils</sup> zu erreichen, denn der mögliche Leistungsvorteil eines Nurflügels liegt, wie anfangs angeführt, im möglichen geringen Widerstand,
- 30 dessen größten Teil hier der Profilwiderstand bildet. Bekannte Rechnungen beweisen, daß die selben Widerstand einsparungen beim Nurflügel weitaus größere Leistungsverbesserungen ergeben, als beim Normalflugzeug.
- Das hier Gesagte läßt sich dokumentieren:
- 35 Sämtliche schwanzlosen "HORTEN"-Segelflugzeuge, welche den bisher höchsten Entwicklungsstand auf diesem Gebiet verkörpern, waren ausgestattet mit dicken "Turbulenzprofilen"

großer Dickenvorlage (siehe Fig.6, Pos.4) (bis auf eine, im Folgenden beschriebene Ausnahme). Derartige Profile sind tauglich für große  $\Delta\alpha_{VP}$ , besitzen aber einen mit modernen "Laminarprofilen" großer Dickenrücklage in keiner Weise konkurrenzfähigen Mindestwiderstand. Als man die HORTEN H-IV b versuchsweise mit einem solchen Laminarprofil ausstattete (die erwähnte Ausnahme), "zeigten sich "bösartige" Flugeigenschaften (...). Dies stand in totalem Gegensatz zu dem Verhalten der normalen Nurflügel H III und H IV." (Zit. aus: HORTEN/SELINGER, Nurflügel, Weishaupt Verlag, Graz 1983, S.116).

PFAFF führt in der Offenlegungsschrift 28 03 041, int. Cl<sup>2</sup> B 64 C 3/02 vom 2.8.79 Profile an, welche sich lt. Text als besonders geeignet für dessen Nurflügel herausgestellt hätten: FX 05 -H-126 und FX 62-K-131/17 (mod.).

Diese sind zwar Laminarprofile, jedoch solche mit sehr großer Bandbreite und daraus sich ergebendem nicht geringen Mindestwiderstand, sodaß sich eine deutliche Leistungsüberlegenheit eines nach jenem Patent ausgeführten Nurflügels gegenüber Normalflugzeugen nicht einstellen kann. So schreibt THIESS über einen solchen Nurflügel von PFAFF auch nur: ""und steht hinsichtlich der Flugleistung vergleichbaren Normalmodellen kaum nach" (Zit. aus: Flug- und Modelltechnik 1980, Heft 4, S.298).

Das Ergebnis der Forschungen war also, daß beim Nurflügel vor allem der beschriebenen starken  $\Delta\alpha_{VP}$  entgegengewirkt werden muß, will man Hochleistungsprofile geringsten Mindestwiderstandes einsetzen und so zu hervorragenden Ergebnissen gelangen. Die im Folgenden dargestellte Erfindung stellt eine überraschende Lösung dieses Problems dar, mit deren Hilfe ein Nurflügel gebaut werden konnte, der sich auch vergleichbaren Normalflugzeugen als deutlich überlegen herausstellte (ferngesteuertes Segelflugmodell):

Auftriebsveränderungen werden in großem Maße durch Wölbungsveränderungen von Ruderklappen nach Anspruch 1 erreicht, wobei nur geringe oder keine  $\Delta\alpha_{VP}$  erfolgen. Die Funktionsweise der Erfindung sei unter Bezugnahme auf die Zeichnungen erläutert.

Es zeigen:

Fig.1: Bei einem Ausführungsbeispiel befinden sich nach Anspruch 1 und 2 im Flügelwurzelbereich Ruderklappen für die Höhen-/Wölbklappensteuerung, welche bei Auftriebserhöhung sich nach unten wölben (1).

5 Aufgrund der Rückpfeilung des Nurflügels liegt der (induzierte) Angriffspunkt (5) der Ruderklappen bei entsprechender Auslegung auf bzw. knapp vor der <sup>h</sup>Schwer- (Auftriebsmittel-)linie (6) des Flugzeugs.

10 Durch die Lage dieses Angriffspunktes zur Schwerlinie wird das Maß der  $\Delta\alpha_{VP}$  bei Auftriebsänderungen bestimmt, bei der obigen Ausführung erfolgt nur geringe bzw. keine  $\Delta\alpha_{VP}$  (siehe Fig.6, Pos.7).

15 Eine Vergrößerung des Auftriebs wird durch die Wölbung der Ruderklappen (also die Anstellwinkeländerung des hinteren Profilteils) erreicht (bei erfolgreicher geringer  $\Delta\alpha_{VP}$  auch ein gewisser Teil durch dieselbe).

Fig.2: Für kleinere Flügelstreckungen oder günstigere 20 Auftriebsverteilungen ist die Ausführungsart der Erfindung sinnvoll, welche zusätzlich zu den beschriebenen inneren Ruderklappen (1) zu diesen gegensinnig ausschlagende äußere (2) aufweist.

25 Bei kleineren Flügelstreckungen liegt der (induzierte) Angriffspunkt (8) der inneren Ruderklappen bei sinnvoller Auslegung etwas hinter der Schwerlinie (6). Ruderklappen im Flügelaußenbereich (2) besitzen einen Angriffspunkt (9) weit hinter der Schwerlinie. Kombiniert man beide Ruderklappensysteme (gegensinnig), läßt sich dann eine Lage des Angriffspunktes

30 aller Ruderklappen knapp vor oder auf der Schwerlinie erreichen, wendet man das erfindungsgemäße Prinzip an, daß das mathematische Produkt aus Ausschlagsgröße und Flächengröße der inneren Ruderklappen nach Anspruch 1 größer ist, als das entsprechende Produkt der äußeren. Vereinfacht dargestellt: 35 Die inneren Klappen (1) sind größer als die äußeren (2), oder die inneren schlagen stärker aus als die

- äußerem (beides schließt sich nicht aus). Bei Auftriebserhöhung entsteht folgende Wirkung:
- Wölbungsvergrößerung, denn die größeren bzw. stärker ausschlagenden inneren Ruderklappen wölben sich nach unten (positiv); nach oben wölben sich nur die kleineren bzw. schwächer ausschlagenden äußerem.
  - geringe positive oder keine  $\Delta\alpha_{VP}$ , denn der Hebelarm der äußerem Ruderklappen zur Schwerlinie ist lang, so genügt schon ihr kleiner negativer Ausschlag bzw. ihre kleine Größe, um das kopflastige Moment der inneren Ruderklappen aufzuheben, bzw. zu übertreffen und so ein geringes rücklastiges Moment zu erzeugen.
- Es ergibt sich also Auftriebserhöhung bei keiner oder nur geringer  $\Delta\alpha_{VP}$ , wie gefordert.
- Fig.3:** Nach Anspruch 3 können die Ruderklappen untereinander weiter geteilt sein, und unterschiedlich starke Ausschläge aufweisen, was z.B. Landeklappenfunktion oder etwas günstigere Auftriebsverteilungen erbringen kann. (1a,b ; 2a,b).
- Fig.4:** Hier ist eine vorteilhafte Ausführung der Erfindung dargestellt, in der nach Anspruch 4 die Ruderklappen (1, 2) keilförmig aufeinander zulaufen.
- Fig.5:** Dargestellt ist ein Flügelschnitt (A-A aus Fig.4) in Höhe von Ruderklappen, welche sich in unverwölbtem Zustand befinden. Das Profil bildet hier ein aus der "Naca 65er-Reihe" abgeleitetes Laminarprofil großer Dickenrücklage (10), welches äußerst geringen Mindestwiderstand, aber kleine (laminare) Bandbreite besitzt. Der Anstellwinkel des vorderen Profilteils ist aufgrund der neutral gestellten Ruderklappen (11) mit  $\alpha_{VP}$   $\emptyset$  bezeichnet (12).
- Fig.6:** Hier sind die Ruderklappen, welche sich bei der Erfindung im der Flügelwurzel näheren Bereich befinden (vgl. Fig.1 u. 2, Pos.1), nach unten (positiv) verwölbkt (13). Bei erfindungsgemäßer Auslegung ent-

steht so Auftriebsvergrößerung bei hier geringer  $\Delta\alpha_{vp}$  (7). Strichpunktiert eingezeichnet ist die bei herkömmlichen Nurflügeln erfolgende starke  $\Delta\alpha_{vp}$  (3).

- 5 Die Ruderklappen können nach Anspruch 5 vollständig oder teilweise auch zur Kurvensteuerung (Querruder) oder als Landeklappen eingesetzt werden.

- Die Neuheit der Erfindung und ihre deutliche Abgrenzung zu Bekanntem liegt also in der Auslegung eines rückgepfeilten schwanzlosen <sup>Flugzeugs</sup> mit Ruderklappen nach dem in Anspruch 1 festgelegten Prinzip, wodurch nur geringe oder keine  $\Delta\alpha_{vp}$  entstehen.

- Ruderklappen und ihre gegensinnige Kopplung am Nurflügel sind an sich bekannt, denn bisherige Nurflügel wurden mittels Ruderklappen gesteuert, und die Kopplung von "Landeklappen" mit dem Quer/Höhenruder verwandte man bei den Konstruktionen HORTEN H XIV und H XVA oder LIPPISCH DFS 38, um gegen das "Querrudergieren" vorzugehen bzw. den Auftrieb bei der Landung zu erhöhen (siehe HORTEN/SELINGER, a.a.O., S.163f bzw. LIPPISCH, Ein Dreieck fliegt, Motorbuch Verlag Stuttgart 1976, S.51). Jedoch erfolgte aufgrund der Auslegung dieser Ruderklappen ohne Ausnahme eine starke  $\Delta\alpha_{vp}$  (im Unterschied zu der vorliegenden Erfindung), was anhand der Funktionsweise der bekannten Ruderklappen erklärt sein soll:

- Ruderklappen mit weit hinter der Schwerlinie liegendem Angriffspunkt wölben sich bei Höhenruderausschlag nach oben (negativ). Sie erzeugen so ein stark rücklastiges Moment, aufgrund dessen auch der Anstellwinkel des vorderen Profilteils steigt ( $\Delta\alpha_{vp}$ ) und den Auftrieb anhebt.

- Durch den Ausschlag des Höhenruders nach oben ist gleichzeitig eine "verkehrte" Wölbung des Profils entstanden, sodaß dieser Auftriebsverlust mit einer noch stärkeren, jetzt übermäßigen  $\Delta\alpha_{vp}$  korrigiert werden muß. Letzterer Effekt wurde bei den erwähnten Konstruktionen (siehe oben) mittels der Landeklappen abgeschwächt (die eigentliche Aufgabe der Kopplung war eine andere, siehe oben), sodaß die

übermäßige  $\Delta\alpha_{vp}$  wieder in eine normalstarke  $\Delta\alpha_{vp}$  zurückgeführt wurde. Die in der vorliegenden Erfindung geforderte nur geringe bis keine  $\Delta\alpha_{vp}$  läßt sich jedoch nur durch die erfindungsgemäße Auslegung erreichen, nämlich

5 daß, wie in Anspruch 1 genau festgelegt, der Ausschlag bzw. die Fläche der inneren Ruderklappen "groß genug ist".

Die Patentschrift Nr. 573166, Kl.62b, Gr.15 02 vom 28.3. 1933 beinhaltet dagegen eine Auslegung, bei welcher Auftriebserhöhung ohne starke  $\Delta\alpha_{vp}$  erreicht werden kann.

10 Es handelt sich dabei allerdings um sog. Spreizklappen ("Hilfsflächen"), die sich nur auf der Flügelober- bzw. -unterseite befinden und nur in eine Richtung ausgefahren werden können, und die zu Landungszwecken gleichzeitig mit der Auftriebserhöhung stark leistungsvermindernd wirken.

15 Den Gegenstand der vorliegenden Erfindung bildet jedoch (nach Anspruch 1) ein "rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug mit Ruderklappen, an welchen Ausschläge in beide Richtungen möglich sind". Offensichtlich ist auch die inhaltliche Abgrenzung, daß die erfindungsgemäßen Ruderklappen zu Steuerungszwecken betätigt werden und leistungssteigernd wirken.

20

Die durch die Erfindung erzielbaren Vorteile ergeben sich daraus, daß nur noch geringe bzw. keine  $\Delta\alpha_{vp}$  auftreten: - Hochleistungsprofile mit äußerst geringem Mindestwiderstand, aber geringer Bandbreite können eingesetzt werden (wobei  $\alpha_0$  dem optimalen Anstellwinkel des Profils entsprechen kann, vgl. Fig.5, Pos.12). Es sind dies bei bemannten Flugzeugen vornehmlich relativ dünne Laminarprofile großer Dickenrücklage. (vgl. Fig.5, Pos.10), bei Modellflugzeugen vornehmlich sehr dünne Laminarprofile.

25

Die Grundleistung eines erfindungsgemäßen Nurflügels liegt so in bisher, auch für Normalflugzeuge gleicher Spannweite, nicht für erreichbar gehaltenen Bereichen.

30

35 - Es entsteht ein sehr weiter Geschwindigkeitsbereich hoher Leistung, denn sowohl im langsamen (Thermik-) Steigflug, wie im Hochgeschwindigkeitsstreckenflug

3423264

- 8 q

Pat.-anm. M.Fischer, Jüni 84

sind annähernd ideale Strömungsverhältnisse vorhanden.

- Strömungsabrißprobleme treten nicht mehr auf, denn der Anstellwinkel des vorderen Profilteils überschreitet nicht mehr den kritischen Punkt.  
5 Sehr gutmütiges Flugverhalten und große Flugsicherheit sind die Folge.
- 10 Im Zusammenhang mit den anfangs angeführten Grundvorteilen eines Nurflügels (höhere Geschwindigkeit, billigeres und platzsparendes Bauprinzip, Robustheit) liegt also eine große gewerbliche Anwendbarkeit der Erfindung vor, insbesondere auf dem Gebiet des bemannten und unbemannten Segelflugzeugbaus.

3423264

-10-

Fig.4:

Pat.-anm. M.Fischer, Juni 84

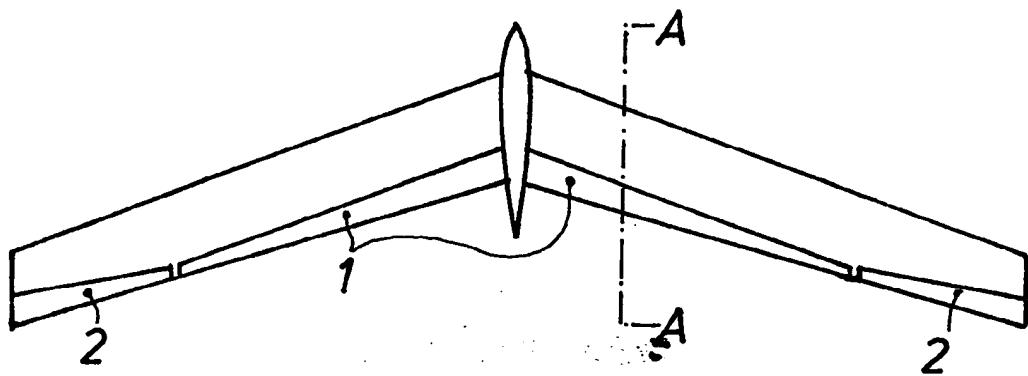


Fig.5:

SCHNITT A—A

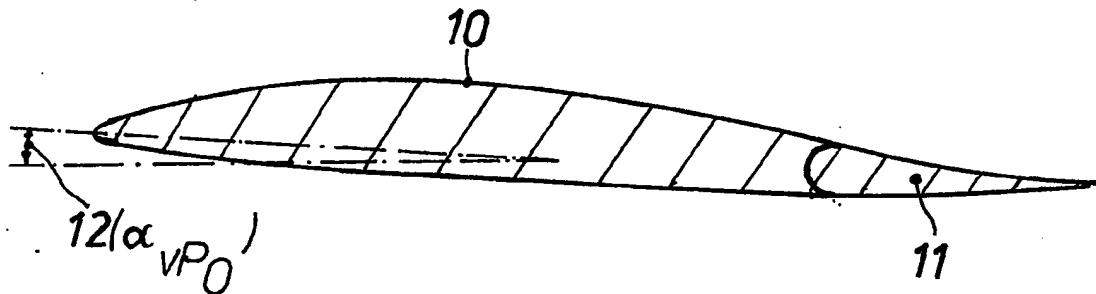
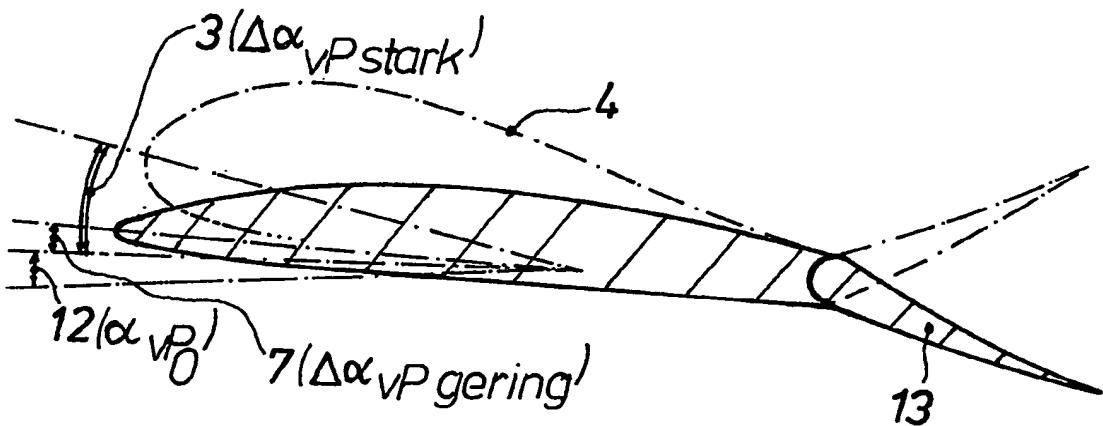


Fig.6:



SCHNITT A—A

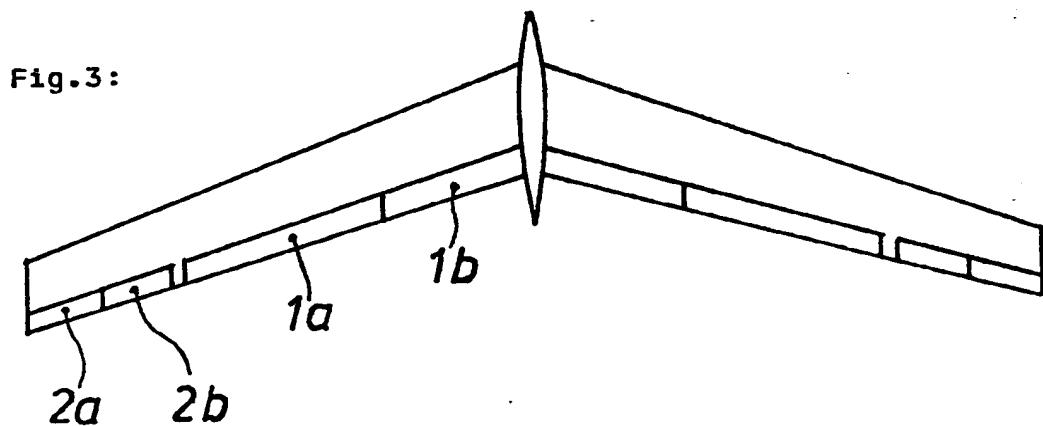
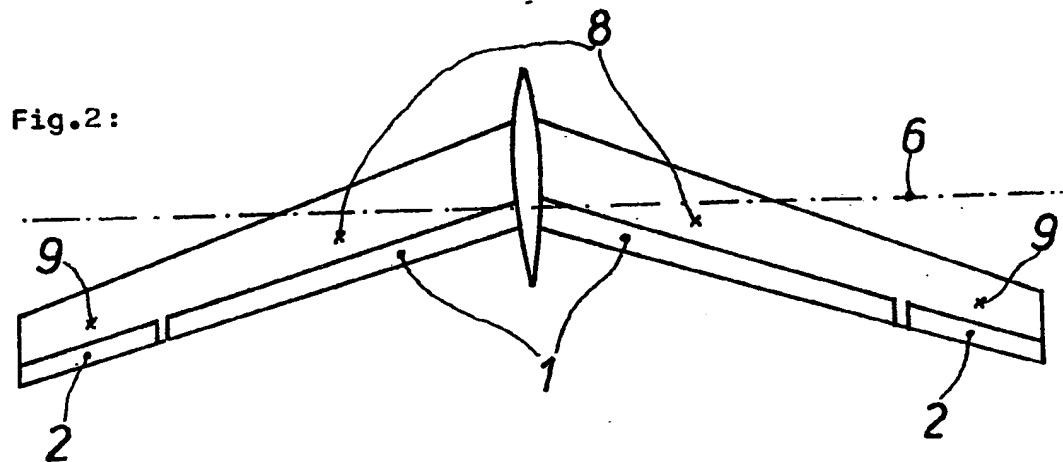
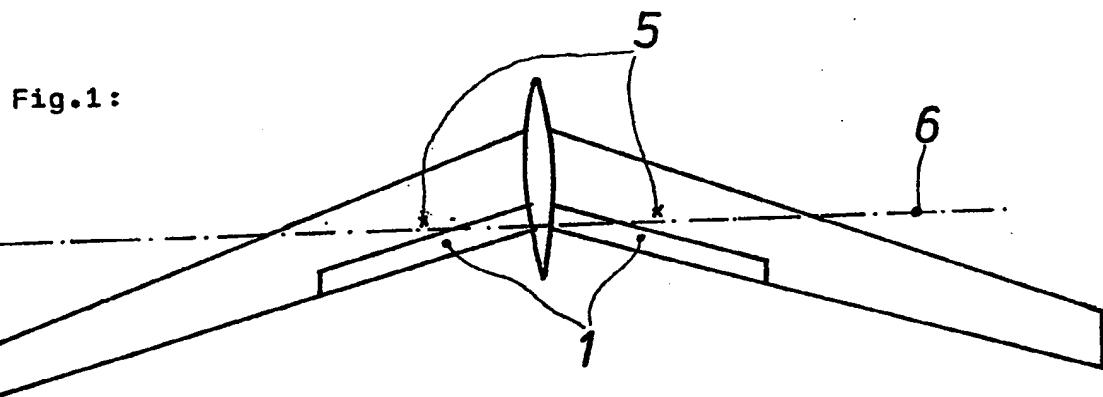
- M -

Nummer: 34 23 264  
Int. Cl. 3: B 64 C 9/00  
Anmeldetag: 23. Juni 1984  
Offenlegungstag: 21. März 1985

Pat.-anm. M. Fischer, Juni 84

Zeichnungen

3423264



PTO 00-0891

CY=DE DATE=19850321 KIND=A1  
PN=3423264

BACKSWEPT TAILLESS AIRPLANE WITH MOTIVATOR FLAPS  
[Rückgepfeiltes schwanzloses Flugzeug mit Ruderklappen]

Matthias Fischer

UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE  
Washington, D.C. December 1999

Translated by: Diplomatic Language Services, Inc.

PUBLICATION COUNTRY (19) : DE  
DOCUMENT NUMBER (11) : 3423264  
DOCUMENT KIND (12) : A1  
(13) :  
PUBLICATION DATE (43) : 19850321  
PUBLICATION DATE (45) :  
APPLICATION NUMBER (21) : P3423264.8  
APPLICATION DATE: (22) : 19840623  
ADDITION TO (61) :  
INTERNATIONAL CLASSIFICATION (51) : B64C 9/00; B64C 39/10; B64C 31/02  
DOMESTIC CLASSIFICATION (52) :  
PRIORITY COUNTRY (33) :  
PRIORITY NUMBER (31) :  
PRIORITY DATE (32) :  
INVENTOR (72) : FISCHER, MATTHIAS  
APPLICANT (71) : MATTHIAS FISCHER  
TITLE: (54) : BACKSWEPT TAILLESS AIRPLANE  
WITH MOTIVATOR FLAPS  
FOREIGN TITLE [54A] : RÜCKGEPFEILTES SCHWANZLOSES  
FLUGZEUG MIT RUDERKLAPPEN

1. Backswept tailless airplane with motivator flaps, which can deflect in both directions, distinguished by the fact that, when the elevator/camber flap deflects (lift increase), either only the motivator flaps arch in a downward direction (positively) or, in the event that additional motivator flaps arch in an upward direction, the mathematical product of the deflection ( $dm$ ) and the surface dimension ( $dm^2$ ) of the motivator flaps arching downward is at least 10 and preferably, 30, 40 or more percent larger than the corresponding product of the motivator flaps arching in the upward direction.

2. Airplane, in accordance with Patent Claim 1, distinguished by the fact that, when the elevator/camber flaps deflect, the motivator flaps arching downward are arranged closer to the root of the wing and the motivator flaps arching in the upward direction are closer to the wing tip (Fig. 1 and 2).

3. Airplane, in accordance with Patent Claims 1 to 2, distinguished by the fact that the motivator flaps can be subdivided further between them and may deflect at different levels of force (Fig. 3).

4. Airplane, in accordance with Patent Claims 1 to 3, distinguished by the fact that the motivator flaps extend parallel to, wedge-shaped, or bent towards the posterior edge of the wing and - in

---

\* Numbers in the margin indicate pagination in the foreign text.

the event of multiple motivator flaps - extend toward each other in the same manner. (Fig. 4).

5. Airplane, in accordance with Patent Claims 1 to 4, distinguished by the fact that the motivator flaps may be used in their entirety or partially, even for the navigation of curves or as landing flaps.

6. Airplane, in accordance with Patent Claims 1 to 5, distinguished by the fact that it is equipped with high-performance profiles of the least possible resistance.

Description

/2

"Backswept tailless airplane with motivator flaps"

The invention pertains to a backswept, tailless airplane, primarily a glider. One describes an airplane without a tail boom with a horizontal tail unit attached to it as a tailless airplane, which is also called a "wing body" for short, whereas smaller "auxiliary wings" or lateral stabilizing fin gear are included in this definition.

From the beginning of the era of air travel, man has studied this area because a wing body gave rise to the expectation that it would have crucial advantages compared to regular airplanes: An improved flight performance and higher speeds due to decreased air resistance (missing horizontal tail unit, smaller, and no fuselage). Curves can be navigated more easily and with little loss (little lateral surface in a sideslip). The construction principle is more simplistic, which results in cost savings and a decrease in spatial requirements. In the case of a design as a model airplane, it is extremely important that the risk of breakage is decreased by far because the most frequent destruction of

corresponding regular airplanes are created by the so-called "whip effect" of the tail boom.

However, the state of the art is such that in practical application, the mentioned advantages would at best be present some of the time while grave disadvantages were added (mainly deficiencies in flight performance and characteristics). Thus, the wing body always remained inferior and an "outsider".

The invention is based on the task of making possible a tailless airplane that will be vastly superior even when put against comparable regular airplanes.

To accomplish this task, extensive research had to be conducted of the state of the art and the causes of results which had heretofore on the whole been unsatisfactory, had to be exposed. From the great complex of difficulties, one principal problem emerged which had previously impeded even the best designs and which shall be represented in greater detail in this text.

In a traditional wing body, if the amount of lift is changed by means of the controls, severe changes in the angle of incidence are created, even of the front profile section ( $\Delta\alpha_{VP}$ ) (see Fig. 6, No. 3). This, quite generally, means that the profile characteristics deteriorate because each profile is optimally designed for a specific range of the angle of incidence (which is an especially determining factor in the front section). Thus, a fine performance is possible only for a specific lift range which, however, is contrary to practical aerodynamical requirements which demand an extensive performance range (e.g., glider: slow in thermal ascending flight, fast in high-speed

regular flight). An additional implication of a great  $\Delta\alpha_{vp}$  is that the critical point of the profile is reached rapidly at which the flow "stalls", i.e., it can no longer follow the excessively incidental contour of the front section on the upper side. It is a known fact that this is extremely detrimental to aerodynamic characteristics; this was at the source of the (prejudiced) judgment that the wing body was "dangerous".

In order to avoid the problems of a "small range of speeds" and "stalling", one had to use profiles that were able to "tolerate" a large  $\Delta\alpha_{vp}$ . However, as a rule, the minimum resistance of a profile increases relative to its band width, i.e., if one expands the performance range of a profile, its level of performance deteriorates at the same time. However, especially in a wing body, it is crucial that a maximum performance level of the profile is achieved because, as was discussed at the beginning of this text, the potential performance advantage of a wing body lies in a resistance that is kept as low as possible, the greatest part of which is represented by the profile resistance here. Calculations which are known to the art have proven that in the wing body, identical savings in resistance result in performance enhancements which are far greater than in a regular airplane.

There is documented proof for that which has been stated here: All of the tailless "HORTEN" gliders which, up until now, have embodied the highest state of development in this area, were equipped with thick "turbulence profiles" with a great thickness ratio in front (see Fig. 6, /4 No. 4) (except for one exception which will be described in the following text). These types of profiles can be used for great  $\Delta\alpha_{vp}$ , but

with their modern "laminar profiles" with a great thickness ratio in the rear, they do not have a competitive minimum resistance. When, as an experiment, the HORTEN H-IV b was equipped with this type of laminar profile (the exception we mentioned), "malignant" aerodynamical characteristics "were observed (...). This was totally opposite to the behavior of the regular wing body HIII and H IV." (Cited from: HORTEN/SELINGER, Wing Bodies, Weishaupt Publishers, Graz 1983, p. 116). In the patent specifications 28 03 041, int. Cl<sup>2</sup>. B64C 3/02 of 8-2-79, PFAFF describes profiles that, according to the text, had proven to be particularly suitable for their wing bodies: FX Q5 - H-126 and FX 62-K-131/17 (mod.).

While these are laminar profiles, they are, however, those with an extremely large band width and a resulting minimum resistance which is not low, so that a marked superiority in performance in a wing body designed in accordance with that patent in comparison with regular airplanes, cannot materialize. Thus, THIESS only writes the following about this type of wing body by PFAFF: "and, with respect to flight performance, it is hardly any worse than comparable regular models" (cited from: Aerodynamic and Model Technology, 1980, Vol. 4, p. 298).

Thus, above all, the result of the research was that, in the wing body, the described strong  $\Delta\alpha_{vp}$  must be counteracted, if one wishes to employ high performance profiles with the least minimum resistance, and thus achieve superior results. The invention described in the following text represents a surprising solution to this problem, assisted by which a wing body could be built that turned out to be markedly superior even to comparable regular airplanes (remote-controlled glider model).

To a large extent, lift modifications are achieved by altering the arching of the motivator flaps in accordance with Patent Claim 1, whereas only slight or no  $\Delta\alpha_{vp}$  occur. The operating mode of the invention will be explained by referring to the drawings.

Shown are:

/5

Fig. 1: In a design example in accordance with Patent Claims 1 and 2, motivator flaps are located in the root section of the wing for controlling the elevator/camber flaps which arch in a downward direction when the lift is increased (1). Due to the backswept design of the wing body, if designed appropriately, the (induced) center of pressure (5) of the motivator flaps is on or slightly in front of the centroidal (central lift) axis (6) of the airplane. The position of this center of pressure relative to the centroidal axis determines the measurement of the  $\Delta\alpha_{vp}$  during changes in lift; in the above design form, only a slight or no  $\Delta\alpha_{vp}$  occurs (see Fig. 6, No. 7). An increase of the lift is achieved by the arching of the motivator flaps (i.e., the modification in the angle of incidence of the rear profile section) (if a slight  $\Delta\alpha_{vp}$  occurs a certain amount of change is also achieved through the same).

Fig. 2: For smaller wing spans or more favorable lift distributions, that design form of the invention is appropriate which, in addition to the described inner motivator flaps (1), is equipped with outer (2) ones which deflect in the opposite direction to them.

In an expedient design form, in the case of smaller wing spans, the (induced) center of pressure (8) of the inner motivator flaps is slightly behind the centroidal axis (6). The motivator flaps in the outer area of the wing (2) have a center of pressure (9) which is far

behind the centroidal axis. If one combines both motivator flap systems (in opposite directions), one can achieve a positioning of the center of pressure of all motivator flaps slightly in front of or on the centroidal axis, if one employs the principle of the invention that the mathematical product of the deflection and the surface dimension of the inner motivator flaps, in accordance with Patent Claim 1, is greater than the corresponding product of the outer ones. To demonstrate this more simply:

The inner flaps (1) are larger than the outer ones (2) or the inner ones deflect more than the outer ones (the two are not mutually exclusive). If the lift is increased, the following effect is created:

- Enlarged arch because the larger or inner motivator flaps or those with a stronger deflection arch in the downward direction (positive); only the smaller external ones or those which have a weaker deflection arch upward.

- Slight positive or no  $\Delta\alpha_{vp}$  because the lever arm of the outer motivator flaps to the centroidal axis is long; thus, its low negative deflection or its small size is already enough to cancel out the top-heavy moment of the inner motivator flaps or to exceed it and to thus generate a slight back-heavy moment.

Thus, an increase of the lift results in no or only a slight  $\Delta\alpha_{vp}$ , as desired.

Fig. 3: In accordance with Patent Claim 3, the motivator flaps can be subdivided further among each other and can have deflections of different strengths which can, e.g., provide a landing flap function or somewhat more favorable lift distributions. (1 a, b; 2 a, b).

Fig. 4: Here, an advantageous design form of the invention is depicted in which the motivator flaps (1, 2) extend towards each other in a wedge shape in accordance with Patent Claim 4.

Fig. 5: Depicts a wing section (A - A from Fig. 4) at the level of the motivator flaps which are in an unarched condition. Here, the profile is composed of a laminar profile with a large rear thickness (10) ratio derived from the "Naca 65 series" that possesses extremely little minimum resistance, but has a small (laminar) band width. Due to the neutrally positioned motivator flaps (11), the angle of incidence of the frontal profile section is referred to as  $\alpha_{VP0}$  (12).

Fig. 6: Here, the motivator flaps, which in the invention are located in the close vicinity of the root section of the wings (comp. Fig. 1 and 2, No. 1), are arched in the downward direction (positive) (13). If the design adheres to the invention, an increase of the lift is thus created with a  $\Delta\alpha_{VP}$  (7) which is low here. The strong  $\Delta\alpha_{VP}$  (3) which occurs in traditional wing bodies is shown in dash-dots. In accordance with Patent Claim 5, the motivator flaps can be used in their entirety or partially to navigate curves (aileron) or as landing flaps.

Thus, the novelty of the invention and its clear delimitation to that which is known to the art lies in the design of a backswept, tailless airplane with motivator flaps according to the principle established in Patent Claim 1, whereby only slight or no  $\Delta\alpha_{VP}$  are created.

Motivator flaps and their coupling in opposite directions on wing bodies, in and of themselves, are known to the art because previous wing

bodies have been controlled by means of motivator flaps and the coupling of "landing flaps" with the aileron/elevator has been used in the HORTEN H XIV and H XVa or the LIPPISCH DFS 38 designs, in order to combat the "aileroniering" or to increase the lift during the landing (see HORTEN/SELINGER, loc. cit., p. 163 f or LIPPISCH, A Triangle Flys, Motorbuch Publishers, Stuttgart, 1976, p. 51). However, without exception, due to the design of these motivator flaps there is a strong  $\Delta\alpha_{vp}$  (as a difference from the present invention) which shall be explained with the operating mode of motivator flaps known to the art: Motivator flaps with a center of pressure that is located far behind the centroidal axis arch upward when the elevator deflects (negative). Thus, they create a strongly back-heavy moment due to which the angle of incidence of the front profile section increases ( $\Delta\alpha_{vp}$ ), thus increasing the lift.

As a result of the elevator's deflection in the upward direction, a "false" arching of the profile has been created at the same time, so that this loss in the lift must be corrected with a  $\Delta\alpha_{vp}$  that is even stronger and excessive now. In the mentioned designs (see above), the latter effect was mitigated by means of the landing flaps (the actual task of the coupling was something else, see above), so that the excessive  $\Delta\alpha_{vp}$  was taken back to a  $\Delta\alpha_{vp}$  of normal strength. However, the slight to non-existent  $\Delta\alpha_{vp}$  required by the present invention can only be achieved by the design in accordance with the invention, namely that, as precisely specified in Patent Claim 1, the deflection or the surface of the inner motivator flaps "is large enough".

In contrast, the patent specifications No. 573166, Cl. 62b, Gr. 1502 of 3-28-1933 contains a design in which an increase of the lift can be achieved without a strong  $\Delta\alpha_{vp}$ . However, it deals with so-called split flaps ("auxiliary surfaces") which are present only on the top side or bottom side of the wing and which can be driven out in only one direction and which, for landing purposes, simultaneous with the increase of lift, severely decrease the performance. However, (in accordance with Patent Claim 1), the subject of the present invention is constituted by a "backswept, tailless airplane with motivator flaps on which deflection is possible in both directions". It is also obvious that the contents draw the delimitation that the invented motivator flaps are operated for steering purposes and that they have a performance-enhancing effect.

The advantages which can be achieved by means of the invention result from the fact that only slight or no  $\Delta\alpha_{vp}$  occur anymore:

- High-performance profiles with an extremely low minimum resistance but with little band width can be used (whereas  $\alpha_{vp_0}$  can correspond with the optimal angle of incidence of the profile, comp. Fig. 5, No. 12). In manned airplanes, these primarily are relatively thin laminar profiles of a great rear thickness ratio (comp. Fig. 5, No. 10), in model airplanes, they primarily are extremely thin laminar profiles. Thus, the basic capacity of a wing body in accordance with the invention is in ranges that, so far, have not been considered achievable even for regular airplanes of the same wing span.

- An extremely broad high-performance speed range is created because both in slow (thermal) climbing and in high-speed regular

flight, almost ideal air current conditions exist.

/9

- Stalling problems no longer occur because the angle of incidence of the front profile section no longer exceeds the critical point. The result is an extremely good-natured flying behavior and a great amount of flight safety.

Thus, in connection with the basic advantages of a wing body mentioned at the beginning of the text (higher speed, more economical and space-saving construction principle, robustness), the invention has great commercial application potential, especially in the area of the construction of manned and unmanned gliders.

Fig.4:

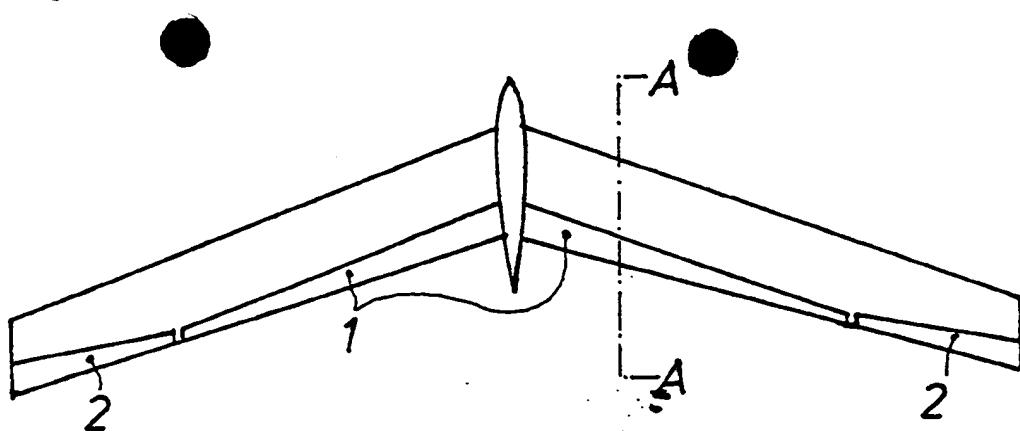
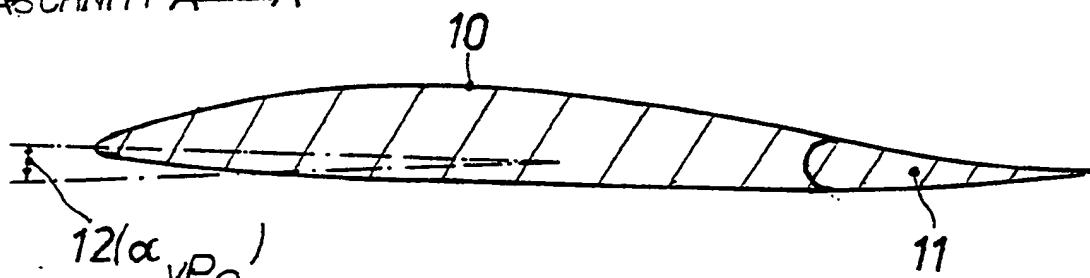


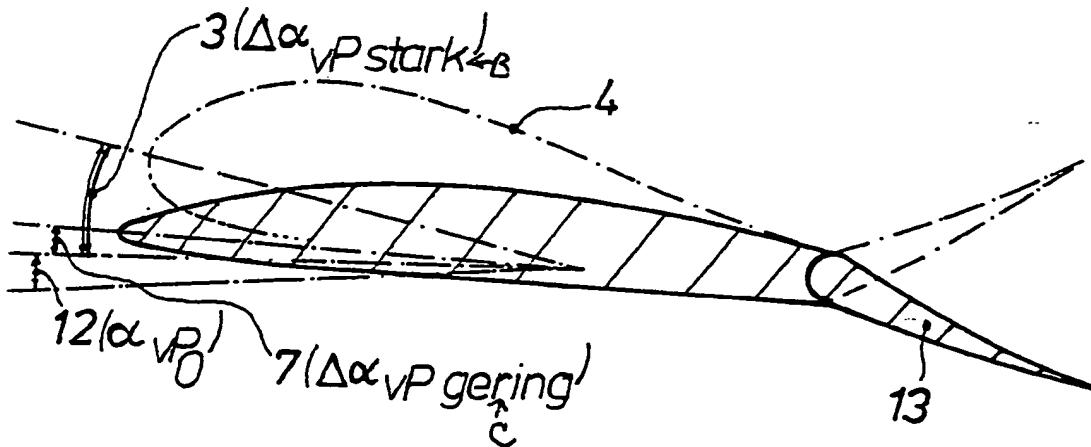
Fig.5:

A SCHNITT A---A



[Key]:  
A. Section A-A

Fig.6:



A SCHNITT A---A

[Key]:  
A. Section A-A  
B. strong  
C. low

Fig.1:

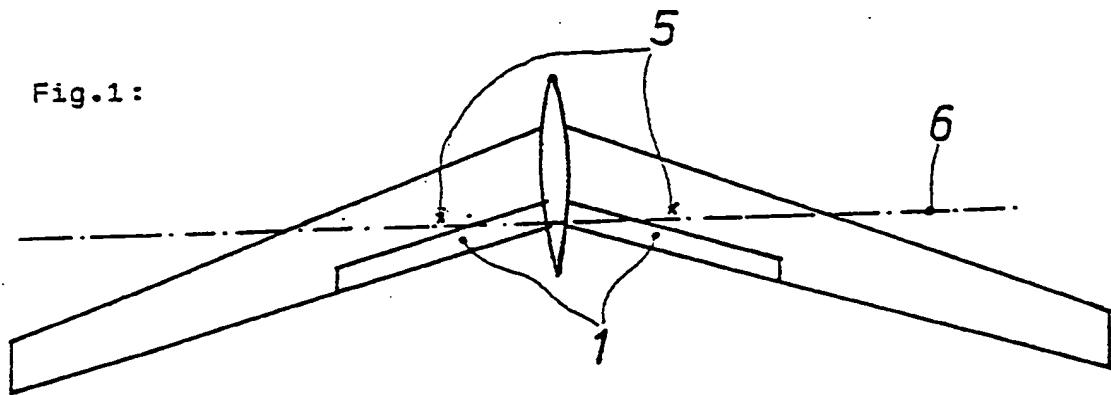


Fig.2:

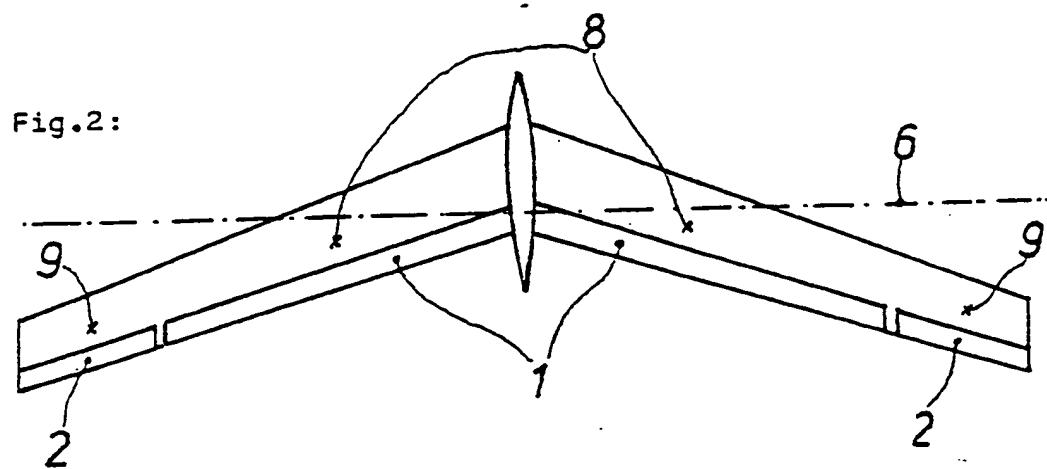
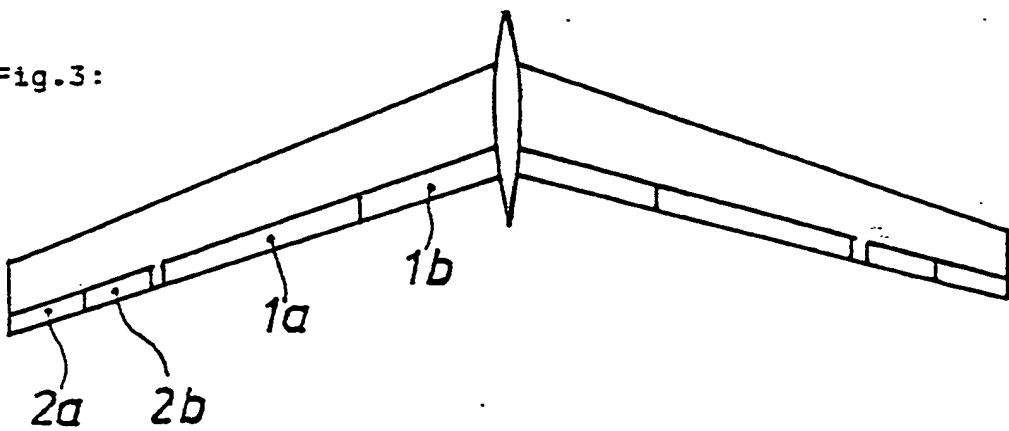


Fig.3:



**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record**

**BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- BLACK BORDERS**
- IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- FADED TEXT OR DRAWING**
- BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- SKEWED/SLANTED IMAGES**
- COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- GRAY SCALE DOCUMENTS**
- LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- OTHER:** \_\_\_\_\_

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.**